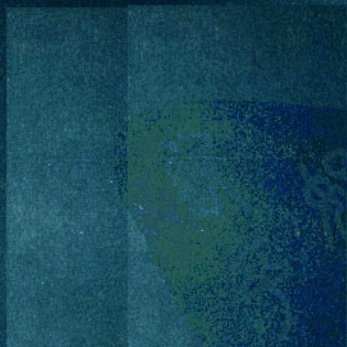


疲劳与断裂

(讲 义)



一九七五年一月

目 录

第一章 疲劳问题基本知识	(1)
§ 1—1 疲劳破坏及疲劳载荷的概念.....	(1)
§ 1—2 交变应力、交变应变和疲劳强度.....	(3)
§ 1—3 非对称循环下材料的疲劳极限——疲劳图及其 应用.....	(14)
§ 1—4 线性累积损伤理论.....	(25)
第二章 疲劳理论在飞机上的应用	(32)
§ 2—1 概述.....	(32)
§ 2—2 飞机结构的疲劳.....	(35)
§ 2—3 影响结构疲劳强度的因素.....	(46)
§ 2—4 疲劳理论在结构修理中的应用.....	(54)
§ 2—5 提高结构疲劳寿命的新工艺.....	(72)
第三章 飞机疲劳试验	(83)
§ 3—1 飞机疲劳试验分类及试验设备介绍.....	(83)
§ 3—2 正态分布及疲劳寿命分散系数.....	(100)
§ 3—3 疲劳试验在飞机修理中的应用.....	(122)
附录 I	(142)
表 1 正态分布表.....	(142)
表 2 K_a 值表.....	(143)
表 3 t 分布表.....	(144)
表 4 F 分布表 ($\alpha = 0.25$).....	(145)

表 5	F分布表 ($\alpha = 0.05$)	(146)
表 6	F分布表 ($\alpha = 0.01$)	(148)
第四章	金属的疲劳断裂	(150)
§ 4—1	疲劳断口的形态	(150)
§ 4—2	疲劳裂纹生核的微观形态	(172)
§ 4—3	疲劳裂纹传播机理	(176)
§ 4—4	显微组织对疲劳裂纹传播机理的影响	(187)
§ 4—5	摘要和结论	(192)
附录 II	注释	(195)
第五章	断裂力学基础	(205)
§ 5—1	线弹性断裂力学	(206)
§ 5—2	线弹性断裂力学应力强度因子的确定	(231)
§ 5—3	屈服断裂力学	(246)
§ 5—4	材料断裂韧性的实验测定	(264)
第六章	疲劳问题的断裂力学方法	(281)
§ 6—1	疲劳裂纹的扩展速率	(281)
§ 6—2	构件的疲劳裂纹扩展分析	(296)
§ 6—3	剩余强度分析	(315)
§ 6—4	应力腐蚀裂纹扩展	(323)
附录 III	裂纹前缘应力强度因子资料集	(332)
附录 IV	测定平面应变断裂韧性的各种试样	(357)
说 明		(362)

第一章 疲劳问题基本知识

§—1 疲劳破坏及疲劳载荷的概念

一、疲劳破坏现象

当材料或构件受到多次重复变化的载荷后，应力值虽始终未超过强度极限（甚至比弹性极限还低）而往往产生破坏，这种现象称为材料或构件的疲劳破坏现象。

如飞机的起落架，在使用期间就常常受到与地面相冲击的载荷作用，由于这种载荷的多次重复，虽然其应力值达到或未达到强度极限，但也可能使起落架产生破坏，这种现象，叫做结构的疲劳破坏现象。

疲劳破坏由长期交变应力的结果，所以疲劳破坏不同于静力破坏，它和静力破坏有本质的区别：

1. 疲劳破坏是多次反复载荷作用下产生的破坏，因而它不是在短期内发生的，而要经历一定的时间，甚至很长的时间。

2. 疲劳破坏通常没有外在的（宏观的）显著塑性变形的迹象，即便是塑性良好的金属也是这样。它和脆性破坏很类似，因此事先的维护检查不易察觉出来。这就说明了疲劳破坏的危险性。

3. 交变应力在远小于静强度极限的情况下疲劳破坏就可能发生。

4. 在疲劳破坏的断口上，总是呈现两个区域，一部分是平滑的；另一部分是粗粒状的，如图1—1。破坏时，首先在某一点产生微小的

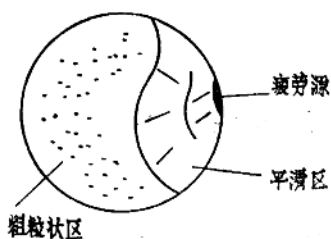


图1-1 轴的断面图

裂纹，裂纹的起点叫“疲劳源”。裂纹从疲劳源开始，逐渐向四周扩展。由于反复的变形，开裂的两个面，时而挤紧，时而松离，这样反复磨擦产生了平滑区域。随裂纹扩大，剖面被削弱得越来越厉害，直到材料或构件的静强度不足时，即在某一载荷作用下

突然断裂，这种突然性的破坏，常常使材料的断裂面呈现粗粒状。

5. 疲劳破坏对于材料的组成，构件的形状，尺寸、表面状态、使用条件、外界环境等，都非常敏感，而静力破坏的抗力主要决定于材料的本质。

二、疲劳载荷

造成疲劳破坏的重复变化的载荷，称为疲劳载荷。

疲劳载荷一般可分为确定的与随机的两种。在确定的疲劳载荷中，有一种幅值永远不变的，叫等幅疲劳载荷，如图1-2所示；幅值不断改变的则称为变幅疲劳载荷，见图1-3。如果幅值随机任意变化的就称为随机疲劳载荷，如图1-4所示。

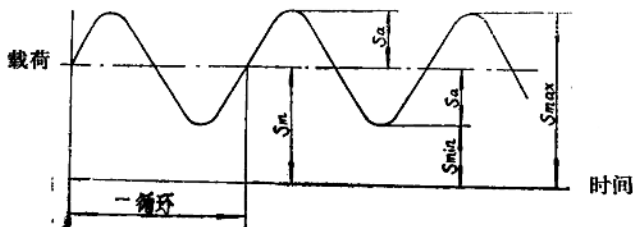


图1-2 等幅疲劳载荷

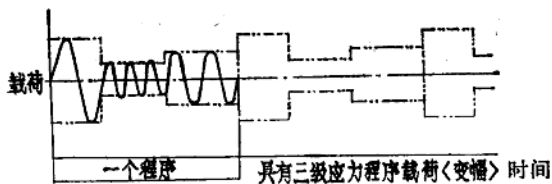


图1-3 变幅疲劳载荷

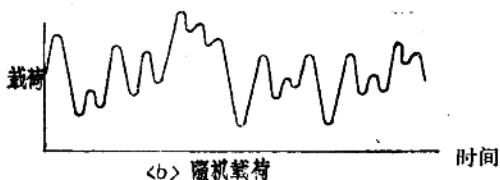
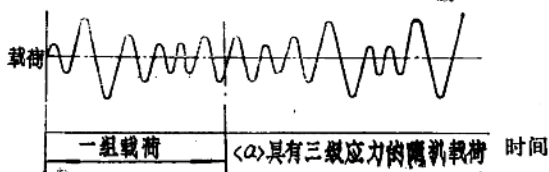


图1-4 随机疲劳载荷

1-2 交变应力、交变应变和疲劳强度

一、交变应力与交变应变的概念和若干定义

交变应力在工厂中是经常可以见到的，机器中的构件，常常受到交替变化的载荷作用，这种载荷是按一定的周期变化的，如蒸汽机上的活塞杆和连杆，就是承受拉压交变的载荷作用，这时活塞杆

和连杆内的应力，也按一定周期交替变化着，这种随时间而交替变化的应力称为“交变应力”。

为了清楚地看出应力的变化规律，人们将应力 S 随时间 t 的变化规律绘成图形。如图1—5所示的正弦波应力。

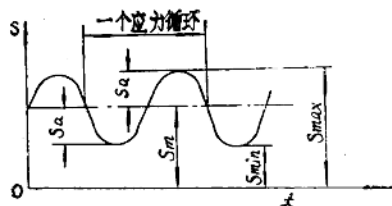


图1—5 应力循环图

从图可以看出，交变应力是在上下两个极值之间随时间作周期性变化的应力，一个代数值最大的叫“最大应力 S_{max} ”，另一个代数值最小的叫“最小应力 S_{min} ”，最大应力与最小应力的代数平均值，叫做“平均应力 S_m ”，最大应力与平均应力的差值或者是平均应力与最小应力的差值的绝对值叫做“应力振幅 S_a ”，最小应力与最大应力之比称为“应力比 r ，又叫循环特征”，它是用来表明应力的变化情况。二倍应力振幅称为“应力范围”，各应力之间存在以下关系：

$$S_{max} = S_m + S_a \dots\dots\dots (1-1)$$

$$S_{min} = S_m - S_a \dots\dots\dots (1-2)$$

$$S_m = \frac{1}{2} (S_{max} + S_{min}) \dots\dots\dots (1-3)$$

$$S_a = \frac{1}{2} (S_{max} - S_{min}) = S_m \left(\frac{1-r}{1+r} \right) \dots\dots (1-4)$$

$$r = \frac{S_{min}}{S_{max}} \dots\dots\dots (1-5)$$

同样，交变应变也是在上下两个极值之间随时间作周期性变化的应变，如图1—6，取 ϵ_{max} 为应变波的最大值， ϵ_{min} 为应变波的最小值，根据最大应变与最小应变之间的关系确定出应变振幅 ϵ_a ，

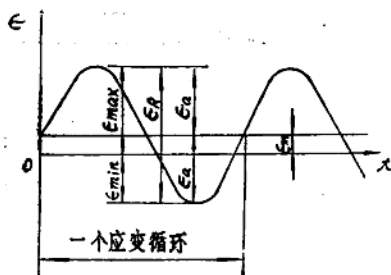


图1-6 应变循环图

应变范围 ϵ_R 、平均应变 ϵ_m 和应变比 R_ϵ 。

应力或应变的每一周期性变化称为一个“应力循环”或“应变循环”。

应力或应变波，当其最大值为正值，最小值为负值时，称为交变。此时其应力比或应变比为负值。当最大值或最小值的绝对值相等时，称为完全交变(即对称循环)如图1-7，此时 $S_{max} = -S_{min}$ ， $S_m = 0$ 或 $\epsilon_{max} = -\epsilon_{min}$ ， $\epsilon_m = 0$ 。完全交变的循环特征是 $r = -1$ 或 $R_\epsilon = -1$ 。完全交变以外称为部分交变。当最大值和最小值都是正值或负值时，称为脉动。当最小值为零即 $S_{min} = 0$ 或 $\epsilon_{min} = 0$ 时，称为完全脉动如图1-8，脉动循环的循环特征是 $r = 0$ 或 $R_\epsilon = 0$ ，当 r 或 R_ϵ 等于其它任意数值时，则属于非对称循环如图1-5。

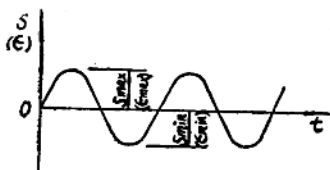


图1-7 对称循环

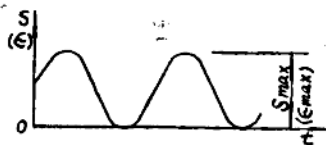


图1-8 完全脉动循环

表1—1 几种常见对称与不对称应力循环图

循环名称	特 征	r	循环曲线的形状
静 力	$S_m - S_{max} - S_{min} \leq 0$	$r = +1$	
对称循环	$S_{max} = -S_{min} = S_a$ $S_m = 0$	$r = -1$	
应 力 变 号 非 对 称 循 环			
应力变号 张应力 循 环	$S_m > 0$ $S_{max} > S_{min} $	$r < 0$	
应力变号 压应力 循 环	$S_m < 0$ $ S_{min} > S_{max}$	$r < 0$	
应 力 不 变 号 非 对 称 循 环			
应力不变 号张应力 循 环	$S_m > 0$ $S_{max} > S_{min} > 0$	$r > 0$	
应力不变 号压应力 循 环	$S_{max} < 0, S_{min} < 0$ $S_m < 0, S_{max} < S_{min} $	$r > 0$	

(续)

循环名称	特 征	r	循环曲线的形状
应力不变号脉动循环			
脉动式张 应力循环	$S_m - S_a - S_{max}/2$ $S_{min} = 0$ $S_{max} > 0$	$r = 0$	
脉动式压 应力循环	$S_m - S_a - S_{min}/2$ $S_{max} = 0$ $S_a < 0$	$r = -\infty$	

二、疲劳强度、疲劳极限与疲劳寿命

疲劳强度、是指材料或构件在变负荷作用下时的强度。疲劳强度的大小用“疲劳极限”(对高循环而言是持久极限)来衡量,所以疲劳极限指的是:在一定循环特征下,材料或构件可以承受无限次应力循环或应变循环而不发生破坏的最大应力或最大应变,叫做疲劳极限,或者是材料或构件在承受某一限度以下的应力或应变振幅时,经过长期振动而不发生疲劳破坏,这种不引起疲劳破坏的最大振幅称为疲劳极限。而发生破坏时的应力、应变循环次数或从开始受力到断裂所经过的时间称为疲劳寿命。在不同的应力、应变、应力振幅或应变振幅下,材料或构件有不同的循环寿命。

对飞机来说,疲劳寿命是以飞行小时、飞行次数或加载次数表示的使用期限,在该期限中一般的使用安全水平将不因疲劳而显著下降并保持有一定的使用服役能力。

疲劳极限主要是通过疲劳试验来测定,也就是通过疲劳试验作出疲劳曲线,即 $S-N$ 曲线或 $e-N$ 曲线来求得。

表示应力振幅或最大应力与寿命之间关系的曲线称为S—N曲线，横轴用对数座标表示寿命，纵轴用均匀座标或对数座标表示最大应力振幅或最大应力。S—N曲线是用来表示名义应力振幅，亦即在预定的载荷振幅不变时的试验结果的曲线。

表示应变振幅 ϵ_a ，应变范围 ϵ_R 或最大应变 ϵ_{max} 与寿命之间关系的曲线，称为 ϵ —N曲线，横轴为寿命，纵轴为应变振幅、应变范围或最大应变，通常都用对数座标表示， ϵ —N曲线是用来表示材料或构件在预定的，应变振幅不变时的试验结果的曲线。

下面以钢材为例来说明控制应变试验结果的 ϵ —N曲线与控制应力试验结果的S—N曲线之间的差别(如图1—9)。图中控制应变试验的结果是把控制应变与杨氏模量之积标在纵轴上，从图可以看出，不管是控制应变或控制应力，其疲劳极限是一致的，因在 $10^6 \sim 10^7$ 的寿命范围内，应力振幅在屈服点以下，应变几乎都是弹性的，因此 ϵ —N曲线和S—N曲线一致，水平部分的幅值(包括应力幅

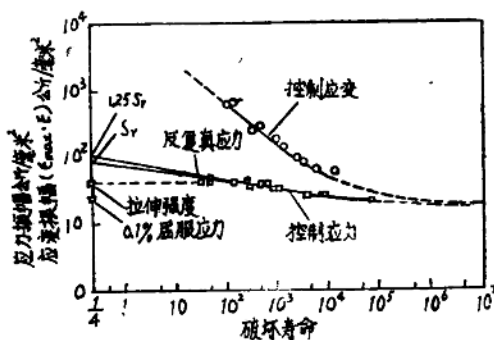


图1—9 含碳0.18%钢的疲劳曲线

值或应变幅值)为疲劳极限,一般来说,钢的疲劳极限是从 $2 \times 10^6 \sim 10^7$ 循环下得到的,常可用寿命为 2×10^6 循环的应力振幅代替疲劳极限。随着寿命的缩短,无论在定性方面还是定量方面,都由于控制方面的不同,产生显著差别,在寿命约为 $10^2 \sim 10^3$ 循环以下时,S—N曲线又几乎变成水平,而 ϵ —N曲线成为倾向左方的直线,之所以有这种差别是因为在短寿命处,应力—应变关系已不再为直线关系,应变增大而导致寿命缩短,在疲劳极限以上的应力振幅,具有有限寿命。相应于有限寿命的振幅可从 ϵ —N曲线或S—N曲线上得到,这种振幅称为该寿命下的定时强度。

三、所用材料的S—N曲线的测定

材料的S—N曲线,是在一定的循环特征下,通过标准试件在专用的疲劳试验机上测定出来的。下面以对称循环下所用材料的S—N曲线的具体测定为例来说明:

首先准备一组材料和尺寸相同的标准试件、直径6~10毫米,每次取一根试件(1)装在图1—10所示的试验机夹头中,载荷P通过轴承(3)加在试件的右端上,当电动机带动夹头(2)转动时,试件也随之转动,但载荷P始终是向下的。这样,试件每转一圈,剖面I—I圆周上的任意一点a,就经历一次应力的对称循环,即由最大拉应力变到最大压应力,再由最大压应力回到最大拉应力。连续开动机器,直到试件破坏为止,根据试验机上的记数器,可得到试件在某一最大应力作用下破坏时的循环数N。对每个试件施加的载荷不同(即P值不同)于是也就得到不同的破坏循环数。如以最大应力 S_{max} 为纵座标,破坏循环数N为横座标,根据试验结果,可绘出S—N曲线,如图1—11。从图中曲线可以看出,在某一应力下,就有一相应的破坏循环数,即相应有一疲劳寿命。曲线的水平部分,即表示材料可经受无限次应力循环而不破坏,与此相应的最大应力,

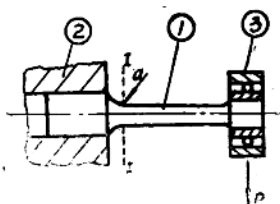


图1—10 试验机夹头

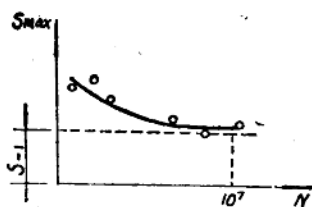


图1—11 S—N曲线

即表示光滑试样对称循环时的疲劳极限 S_{-1} 。

从上试验可知，样品破坏时，所经历的循环数 N ，与样品所受应力的大小有关， S_{max} 越小，试件破坏所需的循环数越大。疲劳试验的目的，就是求出这种关系，表示这种关系的曲线叫疲劳曲线，一般称为 $S-N$ 曲线。

对于钢材来说， $S-N$ 曲线有一水平渐近线，其纵坐标就是疲劳极限 S_{-1} 如图1—12， S_{max} 大于 S_{-1} 时，试件经受有限次应力循环即发生破坏，当 S_{max} 小于 S_{-1} 时，则试件可经受无限次应力循环而不破坏。一般规定：如果钢材经过 10^7 次循环仍不破坏时，就认为它可承受无限次的循环。铝合金的 $S-N$ 曲线没有这样的渐近线，因此常从对应于一定的破坏循环数（如 2×10^7 ）的应力作为“条件疲劳极限”。

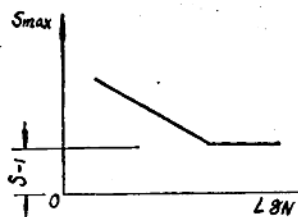


图1—12 钢材的S—N曲线



图1—13 铝合金的S—N曲线

四、各种实际结构件或元件的 S—N 曲线

以上仅仅是举例说明材料的 S—N 曲线的测定过程及所表示的物理含义，应当指出的是：简单材料试件的疲劳特性是有用的，它是进行疲劳分析和疲劳设计的最基本的资料，但是它不能直接代表各种组合结构或元件的疲劳特性，因为它没有考虑到各种实际结构或元件的尺寸、形状、复杂受力状况和不同的环境与条件下的影响等等。对结构或元件进行疲劳分析时，所用的 S—N 曲线，必须是用多个被分析的实际结构，通过疲劳试验而获得的 S—N 曲线。当然，在设计中，用适当的应力集中系数和形状系数来修正可用材料数据，可作为一种重要手段，然而影响疲劳强度和疲劳寿命的因素是多方面的，因而往往实际结构或元件的疲劳强度仍然与具有严重缺口的应力集中的材料试件的疲劳强度出入很大。因此有必要对各种实际结构或元件采用模拟使用实际碰到的加载情况施加稳定载荷和交变载荷，来进行疲劳试验，以此获得实际结构或元件的 S—N 曲线。现在已有关于各种常用材料、耳片、接头、元件（并已考虑不同环境条件）的 S—N 曲线，并趋向于不用常幅而用标准程序谱或标准程序—随机谱取得基本曲线（S—N 曲线）作为疲劳分析和疲劳设计的依据。

例如为了确定某型飞机下翼面蒙皮检查口的疲劳性能，用带检查口的真实壁板试件进行疲劳试验，获得了图 1—14 所示的检查口的 S—N 曲线。其他 S—N 曲线，如图 1—15、1—16。

虽然，通过实际结构进行疲劳试验而获得 S—N 曲线，有时很少能够这样作，人们只有希望采用退一步的做法—利用标准的疲劳试验资料如图 1—17 所示的 S—N 曲线，来求得被分析的实际结构的疲劳特性，这样就要求被分析的实际结构和用于获得 S—N 曲线的试件应该是：

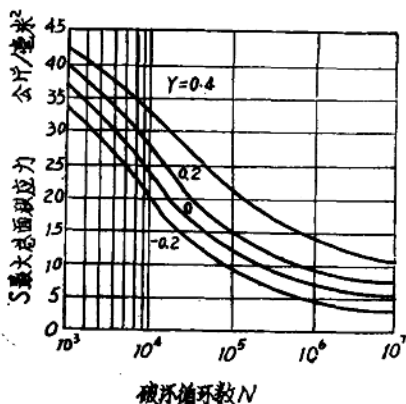


图1—14 某型飞机 机翼下翼面检查口的S—N曲线
公斤/毫米²

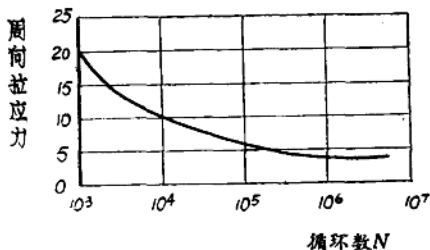


图1—15 某机身舱体典型搭接疲劳试验获得的S—N曲线

- A. 同样材料、同样热处理、同样品种（板件、锻件）。
- B. 有相同的应力集中系数。
- C. 受同样方式的载荷（如轴向、弯曲等）。
- D. 有相同的应力比或相同的平均应力。
- E. 望希但不一定必须是它们同时有相同形式的切口（孔、圆、角等）。

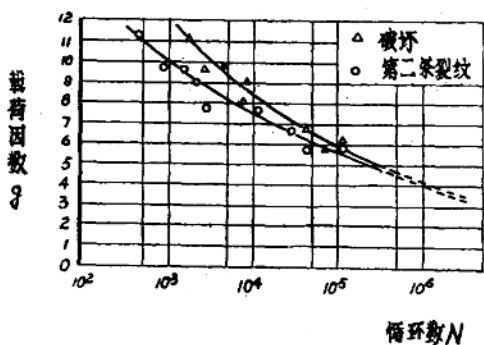


图1—16 某机翼接头螺栓试件的S—N曲线

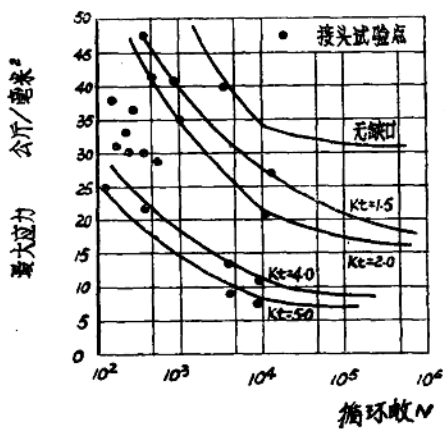


图1—17 带有不同应力集中系数的轴向加载的7075—T6铝合金试件疲劳数据。 $\gamma = 0$

以上测定 S—N 曲线, 确定疲劳特性, 是非常繁复的, 为了减少试验工作量, 目前国内外正在研究简化或快速的试验方法, 如增应力法, 不完全寿命试验, 考虑环境影响的加速试验法等等。也有用测量材料本身其他物理变化来推算疲劳性能的假设, 但这些尚未得到一致公认的结果。

§ 1—3 非对称循环下材料的疲劳极限 ——疲劳图及其应用

一、非对称循环下材料的疲劳极限

在非对称循环交变应力下, 材料的疲劳极限也是通过光滑小试件的疲劳试验来测定的。试验一般要很多组试件, 以备承受不同的平均应力 S_m 。如弯曲疲劳试验时, 一组试件给定一个平均应力 (在试件两端加一固定的拉力或压力), 测定出试件在给定平均应力下, 经受“无限多”次的应力循环而不发生疲劳破坏的应力振幅 S_a 的最高限。由疲劳极限定义及 $S_{max} = S_a + S_m$ 的关系可知, 上述两者之和就代表在某一循环特征 r 下, 材料的疲劳极限 S_r 即:

$$S_r = S_{rm} + S_{ra} \dots \dots \dots (1-6)$$

其中 S_{rm} 和 S_{ra} 分别为疲劳极限中的平均应力和应力振幅。若用座标系 S_m 、 S_a 把某一材料的疲劳极限用图形表示出来, 根据一组试件仅能求得在某一循环特征 r 下的疲劳极限 S_r (其中 S_{rm} 和 S_{ra} 通过试验测定, 为已知值)。所以, 在该座标系中就可以找出一点, 比如图 1—18 中的 c 点。若将所有各组试件的试验结果, 即代表各种循环特征下材料的疲劳极限的这些点在座标系中标出, 并用一连续曲线联接起来, 就得到在交变应力下材料的疲劳极限图—即疲劳图。对一定的材料有一定疲劳图。

图 1—18 所示的图线, 是在 $S_m > 0$ 情况下, 钢的弯曲疲劳极限的